

# 발사체 자세제어를 위한 100, 250 N 급 상용 과산화수소 단일추진제 추력기 개발

안성용\* · 김종학\*\* · 윤호성\*\*\* · 권세진\*\*\*\*

## Development of 100, 250 N Commercial H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> Monopropellant Thruster for Space Launch Vehicles

Sungyong An\* · Jonghak Kim\*\* · Hoseung Yoon\*\*\* · Sejin Kwon\*\*\*\*

### ABSTRACT

Design and performance evaluation of H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> monopropellant thrusters to be used at attitude control of space launch vehicles were presented in this paper. Flight model thrusters were designed after two reactors for 100, 250 Newton were conformed at engineering model. Each thruster was evaluated by measurement of characteristic velocity, thrust, specific impulse, and pulse response times.

### 초 록

발사체 상단의 자세제어를 목적으로 하는 과산화수소 단일추진제 추력기 설계 및 성능평가를 수행하였다. 상용 발사체급에 요구되는 수준인 100, 250 N 급 추력기를 목표로 하였으며 검증 모델에서 성능 시험을 통해 형상을 확정된 후, 최종 비행 모델을 밸브와 통합하여 개발하였다. 설계된 추력기는 특성 속도, 추력, 비추력 및 펄스 응답성 측정을 통해 설계의 적절성을 검증하였다.

Key Words: Hydrogen peroxide(과산화수소), Thruster(추력기), Monopropellant(단일추진제)

### 1. 서 론

소형 로켓 엔진을 일컫는 추력기는 발사체 또는 인공위성의 자세제어 시스템으로 활용도가 높다. 발사체의 경우 임무 종료 시점에서 페이로드를 높은 정밀도로 궤도에 진입시키기 위해 공

력 편, 추력 벡터 제어 방식(TVC) 등을 포함하는 방법으로 자세제어를 수행한다. 특히, 추력기는 적절한 배치를 통해 롤, 요, 피치 3축 모두에 대해 제어가 가능하고 공력이 작용하지 않는 구간 및 엔진이 작동하지 않는 무추력 관성구간에서도 또한 자유롭게 사용 가능하다는 장점이 있어 대부분의 발사체에서는 추력기를 자세제어 방식으로 활용하고 있다. 이러한 추력기는 일부 엔트리 급 또는 소형 발사체에서 사용하는 질소 냉가스 추력기를 제외하면 비추력이 높은 단일 추진제 액체 추력기 방식을 적용하고 있다. 이런

\* KAIST 항공우주공학과, 박사과정

\*\* (주) 스페이스 솔루션, 연구원

\*\*\* (주) 스페이스 솔루션, 연구원, 팀장

\*\*\*\* KAIST 항공우주공학과, 교수

연락처, E-mail: trumpet@kaist.ac.kr

단일추진제 추력기에는 하이드라진 추력기가 보편적으로 사용되어 왔으나 하이드라진의 높은 독성과 비교적 높은 개발 비용을 대체할 수 있는 과산화수소 추력기에 대한 관심이 증가하고 있다. 과산화수소는 하이드라진에 비해 약 20~30% 비추력이 낮으나 냉가스 추력기 방식에 비해서는 3배 정도 높은 비추력을 지닌다. 또한, 무독성이므로 하이드라진에 비해서 취급이 용이하고 상대적으로 단기간에 저비용으로 개발 가능하다. 특히, 발사체용 추력기는 추력기의 성능에 수명이 좌우되는 위성과는 달리 비추력에 덜 민감하다는 특징을 가지므로 냉가스 추력기와 하이드라진 추력기의 절충안으로서 과산화수소 단일추진제 추력기는 높은 가능성을 지닌다. 따라서 본 논문에서는 상용 발사체에 적용할 수 있는 과산화수소 단일추진제 추력기의 개발을 목표로 하였고 추력 수준 100, 250 N 을 가지는 두 가지 추력기를 설계 및 성능 평가 하였다.

## 2. 요구조건 및 개발 과정

### 2.1 요구조건

설정된 추력기 설계 요구조건은 다음과 같다. 추진제는 90% 농도의 과산화수소로 하였고 추진제 공급압력은 일반적인 상용 추력기의 운용 조건을 고려하여 30 bar로 하였다. 반응기의 특성속도 효율은 90% 이상, 진공추력은 각각 100, 250 N으로, 펄스 응답속도는 상용 추력기에 준하는 수준인 100 ms 내외로 설정하였다.

### 2.2 개발과정

추력기의 개발과정은 다음과 같다. 추력기는 크게 인젝터를 포함하는 추진제 공급부와 추진제를 분해시키는 반응기 및 생성가스를 가속시키는 노즐부로 구성된다. 추력 요구조건과 추진제 농도에 따라 분해시켜야 하는 추진제 유량이 결정되는데 추진제를 완전히 분해시키기 위해 요구되는 촉매 반응기의 부피 및 형상(L/D)을 결정하였다. 반응기의 L/D에 따라 촉매대 압력강하가 결정되는데(Fig. 1) 압력 강하가 예측보다 크게 되면 추진제 공급압력 요구조건에서 설계

유량 보다 적은 추진제가 공급되어 설계 챔버압력을 형성시킬 수 없는 경우가 발생한다. 반응기 최적 형상 결정을 위해 9 가지 서로 다른 형상의 반응기 시험을 통해 가장 적절한 내부 형상을 결정하였다. 이후, 최적 형상에서의 생성가스 온도, 특성속도, 추력 및 비추력 측정을 통해 추력기 성능을 검증하였다.

노즐은 sea level 최적 팽창 조건(Table 2의 3번 위치)에서 추력 측정을 수행하여 이론 비추력 대비 비추력을 측정하였고 비행 모델에서는 면적비 50을 가지는 진공 노즐을 설계하여 진공 추력을 간단히 예측하였다. 비행 모델의 추력기는 검증 모델에서 반응기 벽 두께를 최소화 하는 등 부피 및 무게를 줄인 모델이며 구조적인 부분에서 설계의 적절성을 실험을 통해 검증하였다. 최종적으로 비행 모델에 밸브를 통합하여 펄스 응답성을 측정함으로써 펄스 특성을 검증하였다.

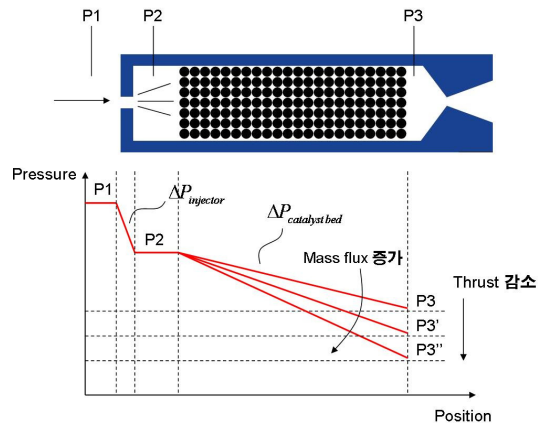


Fig. 1. Pressure drop tendency with mass flux

Table 1. Design requirements

항 목	Model 1	Model 2
진공추력	100 N	250 N
추진제	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> (90 wt%)	
공급유량*	66 g/s	165 g/s
가압압력	~ 30 bar	
챔버압력	18 bar 내외	
응답속도	on sig. → 90 % P <sub>c</sub> : ~ 100 ms	
	off sig. → 10 % P <sub>c</sub> : ~ 120 ms	

\* 이론 비추력에서 10% 손실을 고려하여 유량을 결정

Table 2. Properties at each section (90% H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>)

항 목	1	2	3	4
$A_e/A_t$	-	1	2.98	50
P, bar	18	9.89	1.00	0.02
T, K	1022	899	531	287
Gamma	1.265	1.277	1.319	1.105
Mach no	0	1.00	2.50	4.89
$C_F$	-	0.702	1.369	1.741
$I_{sp}$ , s	-	67	131	172

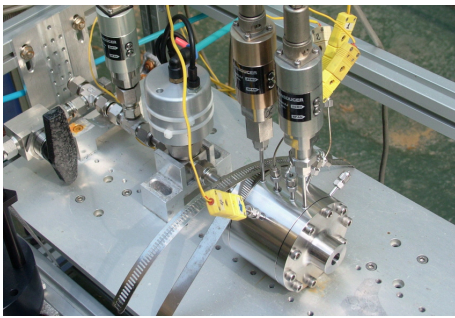
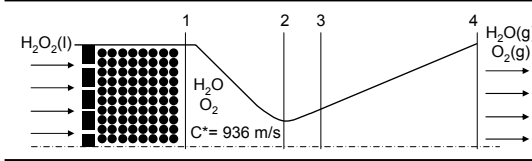


Fig. 2. Test stand with EM thruster

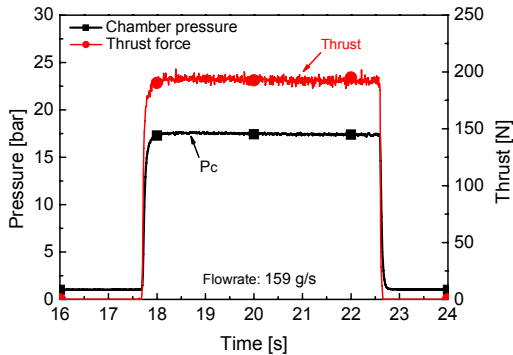


Fig. 3. Pressure and thrust at continuous mode

Table 3. Test results under sea level condition

C* 효율	추력	챔버압력	측정 $I_{sp}$
96 %	192 N	17.5 bar	123 s

### 3. 성능 검증 및 비행 모델 제작

#### 3.1 검증 모델(engineering model) 시험

최적 반응기 형상으로 결정된 250 N 급 EM 추력기의 시험결과는 다음과 같다. 설계점에서 정상상태 특성을 검증하기 위해 연속작동 모드에서 추력, 압력, 비추력을 측정하였다. Fig. 3 및 Table 3은 추진제 공급압력을 설계 추진제 공급 유량에 근접하도록 조절하여 반응 시험한 결과이다. Flow 조건에서 추진제 공급압력(밸브 상류) 27 bar일 때 추진제가 159 g/s로 공급되었으며 96 %의 특성속도 효율 및 192 N의 추력이 측정되어 비추력은 sea level에서 이론 비추력인 131 s의 94 %인 123 s로 측정되었다.

Sea level 조건에서 측정된 비추력 손실을 그대로 적용하는 등 이상적인 조건을 고려하여 진공 비추력을 162 s(이론 비추력: 172 s)로 가정한다면 같은 실험 조건에서 진공 추력(노즐 면적비 50)은 약 253 N로 예상되었다.

#### 3.2 비행 모델(flight model) 설계 및 제작

검증 모델에서 설계의 적절성을 검증한 후 동일한 내부 형상을 가지면서 반응기 크기 및 무게를 최소화한 비행용 모델을 제작하였다. 추력기는 추진제 공급 밸브와 통합하였으며 최종 형상은 Fig. 4에서 제시하였다. 비행용 모델은 구조적인 안정성을 검증하기 위해 반응성 시험을 추가적으로 수행하였다(Fig. 5). 제작된 비행 모델 추력기의 크기, 무게 등을 같은 급의 상용 하이드라진 추력기와 비교한 결과(Table 4) 매우 유사한 특성을 보였다. 특히, 현재 모델에서 추력기 및 밸브를 추가적으로 소형화할 경우 크기와 무게 면에서 상용 추력기에 비해 큰 이점으로 작용할 수 있을 것이다.



Fig. 4. FM model thrusters (100, 250 N class)

Table 4. Comparison with commercial  $N_2H_4$  thrusters

모델명	추력 [N]	크기 [cm]		$P_c$ [bar]	무게 [gram]
		직경	길이		
KAIST - 100 N	4.1*, 4.7**	16.4	18	425***	
MR-120	90 N	4.2	15	12.4	410
KAIST - 250 N	5.9*, 7.4**	21.3	18	750***	
MR-107	257 N	6.6	21.8	21	885

\* 반응기 기준, \*\* 노즐 출구 기준, \*\*\*: 밸브 및 촉매대 무게 포함

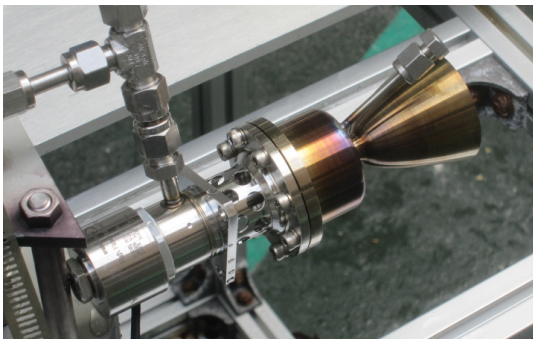


Fig. 5. Apparatus after reaction tests

### 3.3 펄스작동 모드에서 응답 특성

자세제어를 목적으로 하는 추력기의 특성상 연속작동 모드 보다는 대부분 펄스 작동 모드로 작동되는데 이 경우 펄스 응답 특성이 추력기의 중요한 성능이 된다. 상용 하이드라진 추력기의 경우 valve on 신호에서 90% 챔버 압력까지 도달하는데 걸리는 시간 요구조건을 약 100 ms 내외로 규정하고 있다. 정상상태의 추력 및 비추력 특성은 밸브의 특성을 받지 않으나 펄스 응답 특성은 밸브의 특성에 따라 차이를 보이게 되므로 정확한 응답성 측정을 위해 응답속도는 비행 모델에서 실제 추진제 밸브를 통합한 상태에서 측정하였으며 수차례 펄스를 통해 예열된 상태의 조건을 적용하였다. 1.0 s on/off 펄스 신호에 따른 챔버 압력의 측정 결과는 Fig. 6에서 제시하였다. 응답성 결과 설계한 두 가지 추력기는 항목별로 61, 77 ms (A+B 항목) 및 97, 113 ms (C 항목)로서 설계 요구조건을 만족함을 확인하였다 (Table 5).

Table 5. Pulse response characteristics [unit: ms]

모델	A	B	C
KAIST-100N	13 (1)	48 (1)	97 (1)
KAIST-250N	22 (0)	55 (1)	113 (1)

A: ignition delay, on sig. ~ 1 %  $P_c$

B: Rise time, 1 % ~ 90 %  $P_c$

C: Decay time, off sig. ~ 10 %  $P_c$

( ): Standard deviation

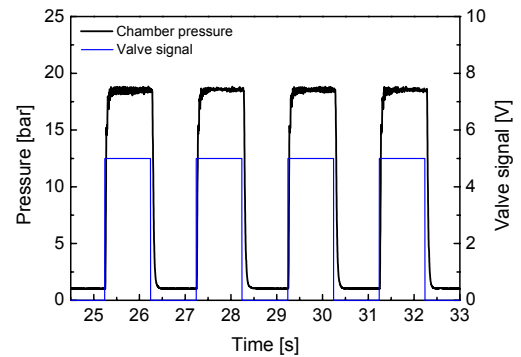


Fig. 6. Chamber pressure at pulse mode

## 4. 결 론

발사체 적용을 위한 고추력 과산화수소 단일 추진제 추력기의 설계 및 성능평가를 수행하였다. 비행 모델급 추력기가 제작되었으나 현재의 추력기는 sea level 조건에서만 검증이 이루어진 상태이다. 그럼에도 불구하고 본 연구는 국내 기술을 기반으로 한 고추력 단일추진제 추력기 연구가 수행되었다는데 큰 의의가 있다. 추가적인 연구로서 진공조건에서의 성능 검증 및 우주 인증 시험이 진행되어 개발이 완료될 경우 고추력 추력기의 국내외 활용 가능성은 매우 높을 것으로 기대된다.

## 후 기

본 연구는 KAIST 기관고유사업인 HRHRP (High Risk High Return Project, 과제명: 한국형 달 탐사선의 궤도진입용 우주선 엔진)의 지원으로 이루어졌음.